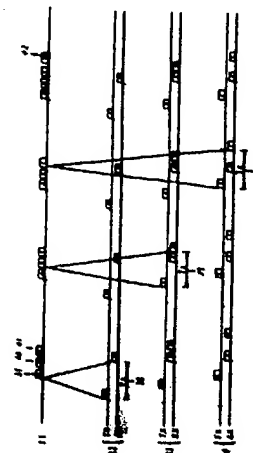


(54) SATELLITE TRACKING SYSTEM**(11) 2-28589 (A)** (43) 30.1.1990 (19) JP**(21) Appl. No. 63-179701 (22) 18.7.1988****(71) MITSUBISHI ELECTRIC CORP. (72) YOSHIHARU YAMAZAKI****(51) Int. Cl. G01S5/02, H04B7/15**

2

PURPOSE: To enable high-accuracy tracking without any line loss due to the tracking by using a round trip delay value which is used for a sent frame synchronization procedure.

CONSTITUTION: A reference station A can detect the transmission-reception timing difference T_{A36} of a reference burst 39 that the station sends out. Further, local stations B and C which are already put in a sent frame synchronizing state can also detect transmission-reception timing differences T_{B37} and T_{C38} of local bursts 40 and 41 that those stations send out. The values of those T_{A36} , T_{B37} , and T_{C38} indicate the propagation delay (round trip delay) between the stations A, B, and C, and a satellite, so those value and the propagation speed of a radio wave are used to calculate the distances between the respective stations and satellite from a relational expression. Consequently, the high-accuracy tracking having no line loss due to the tracking is enabled.



2

⑩ 日本国特許庁 (J P)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A) 平2-28580

⑬ Int. Cl.³

識別記号

庁内整理番号

⑭ 公開 平成2年(1990)1月30日

G 01 S 5/02
H 04 B 7/15

Z

6707-5 J

7323-5 K H 04 B 7/15

Z

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全5頁)

⑯ 発明の名称 衛星追尾方式

⑰ 特 願 昭63-179701

⑱ 出 願 昭63(1988)7月18日

⑲ 発 明 者 山 崎 吉 晴 兵庫県尼崎市塚口本町8丁目1番1号 三菱電機株式会社
通信機製作所内

⑳ 出 願 人 三菱電機株式会社 東京都千代田区丸の内2丁目2番3号

㉑ 代 理 人 弁理士 大岩 増雄 外2名

明 細 書

1. 発明の名称

衛星追尾方式

2. 特許請求の範囲

TDMA通信方式における送信フレーム同期手順内で送達可能な当該局と衛星までの距離情報から、基準局で衛星の位置座標を算出し、これを各局に通知することにより、各局は衛星の位置を特定し、予め与えられている各局の位置情報からアンテナの衛星への仰角、方位角を高精度に求めることを可能にした衛星追尾方式。

3. 発明の詳細な説明

〔産業上の利用分野〕

この発明は静止通信衛星を利用した通信ネットワークにおいてアンテナの方向を自動的に精度良く衛星に向ける衛星追尾方式に関するものである。

〔従来の技術〕

衛星追尾方式については従来例としてスタップ追尾方式がある。第5図は衛星通信地球局の構成図

を示す。

図において、(1) はアンテナ装置、(2) はスタップ追尾装置、(5) は高電力増幅器、(6) は送信周波数変換器、(7) は低雑音増幅器、(8) は受信周波数変換器、(9) は通信周局装置、(10) はビーコン波、(11) はビーコン波受信レベル通知信号、(12) はアンテナ角度駆動制御信号である。

次に従来のスタップ追尾方式の動作について説明する。通信衛星(25)は地球の自転速度とほぼ同じ速度で地球を周回しているの、地球から見てほぼ静止しているように見えるが、実際には1日を周期に僅かながら南北、東西方向に偏移する。この偏移が生じると、通信衛星(25)と地球局(A)(8)間の通信信号が各々の受信側で次第に受信レベルが下がり、極端に言えば通信不可能となってしまう。衛星の自動追尾方式はこの衛星の偏移方向を自動的に検知し、常に地球局アンテナ(1)が通信衛星(25)へ、向けるための方式である。スタップ追尾方式はこの自動追尾方式の中の一方法である。通信衛星(25)は時間的に一定レベ

ルの信号であるビーコン波(10)を地球局(A)(B)に向けて送出している。地球局(A)(B)ではこのビーコン波(10)をアンテナ装置(1)、低雑音増幅器(7)、受信周波数変換器(8)で受信し、ビーコン波受信レベル通知信号(11)をステップ追尾装置(2)へ通知する。さて、ステップ追尾装置(2)は一定時間間隔で、アンテナ角度運動制御信号(12)を用いて、アンテナ装置(1)の衛星(25)への指向角度を変化させるように指令する。ステップ追尾装置(2)はこのアンテナ角度運動制御前後のビーコン波受信レベル信号(11)を比較し、受信レベルの高い方を選択し、レベルのピーク点を検出するという方法により、常にアンテナを通信衛星(25)の方向へ向ける方式である。

〔発明が解決しようとする課題〕

従来のステップ追尾方式は以上のように構成されていたので、衛星が軌形に動作するのに対し、アンテナを東西、南北方向にステップ状に動作させ、その動作前後のビーコン波受信レベル比較により、アンテナの最速方向を見つけるという方式

の性格上、最速方向を発見するまでの間は追尾により固着損失が生じ追尾精度を向上させるのに限界がある。などの問題点がある。

この発明は上記のような問題点を解消するためになされたもので、追尾による固着損失のない高精度の追尾方式を得ることを目的とする。

〔課題を解決するための手段〕

この発明に係る追尾方式は対象となる衛星通信局内にTOMA通信局が存在する場合、その通信フレーム同期手順で使用するラウンドトリップディレイ値を使用することで、正確な衛星の位置座標を認識し、これを当該局の追尾装置に情報提供することで、アンテナの仰角及び方位角を精度良く制御することを可能にしたものである。

〔作用〕

この発明における衛星追尾方式はラウンドトリップディレイ値を使用することにより正確な衛星の位置座標を認識し、アンテナの仰角、方位角を精度良く制御する。

〔実施例〕

以下、この発明の一実施例を図について説明する。

第1図はTOMA通信局A、B、C各局及び衛星の位置を地球の中心を原点とした3次元空間上に概念的に表わした図である。

図中符号(21)、(22)、(23)はすでに送受信TOMAフレーム同期が確立しているA、B、C各局の座標位置を示すもので各々、 (a_x, a_y, a_z) 、 (b_x, b_y, b_z) 、 (c_x, c_y, c_z) と表わす。又A局は基準局とする。(25)は時間における通信衛星の位置を示すもので (x, y, z) とする。

(26)、(27)、(28)は時間におけるA、B、C各局と衛星との距離を示すものであり、各々を D_a, D_b, D_c とする。

第2図はA、B、Cの各局と衛星上でのTOMAフレームタイミングを示す図である。(31)は衛星上のTOMAフレームタイミング、(32)は基準局(A局)での送受TOMAフレームタイミング、(33)、(34)はすでに送信同期確立しているローカルB、C局での送受TOMAフレームタイミングを示

す。(36)、(37)、(38)はA、B、C局の各々の自局送信バーストが衛星を経由して自局で受信するまでの時間差を示すもので、各々を T_a, T_b, T_c とする。又(39)は基準局A局が送出する基準バースト、(40)、(41)はローカルB、C局が送信フレーム同期手順のために送出するローカルバーストである。第3図はこの発明の一実施例であるTOMA通信局の主な構成図を示したもので、図中(1)はアンテナ、(2)はステップ追尾装置、(3)はTOMA通信装置、(4)は衛星の位置座標通知信号を示す。なお、符号(5)～(8)、(25)は前記従来のものと同じである。

次に動作について説明する。

第2図において、基準局A局はタイミング図(32)に示すように自局が送出した基準バースト(39)の送受信タイミング差 T_a (36)を検出することができる。又、すでに送信フレーム同期が確立しているローカルB、C局も、自局が送出したローカルバースト(40)、(41)の送受信タイミング差 T_b (37)、 T_c (38)を検出することができる。この

$T_A(36)$, $T_B(37)$, $T_C(38)$ の値は、A, B, C局と衛星間の伝播遅延(ラウンドトリップディレイ)を示すもので、この値と電波の伝播速度から、第1図における各局と衛星間の距離を算出することができる。今、電波伝播速度をKとするとA, B, C局と衛星(25)の間の距離 $D_A(26)$, $D_B(27)$, $D_C(28)$ は以下の算式で求められる。

$$D_A(26) = T_A \cdot K$$

$$D_B(27) = T_B \cdot K$$

$$D_C(28) = T_C \cdot K$$

第1図において、 $D_A(26)$, $D_B(27)$, $D_C(28)$ が判れば、各局の空間座標は予め与えられているので求める時間における衛星(25)の座標 (x_e, y_e, z_e) は以下の3元連立方程式で求められる。

$$\begin{cases} (x-a_a)^2 + (y-a_b)^2 + (z-a_c)^2 = D_A^2 = (T_A \cdot K)^2 \\ (x-b_a)^2 + (y-b_b)^2 + (z-b_c)^2 = D_B^2 = (T_B \cdot K)^2 \\ (x-c_a)^2 + (y-c_b)^2 + (z-c_c)^2 = D_C^2 = (T_C \cdot K)^2 \end{cases}$$

上記演算はローカルB, C局で求めたラウンドトリップディレイ $T_B(37)$, $T_C(38)$ の値をローカルバースト(40)(41)中の情報として基準局へ通知

し、基準局のラウンドトリップディレイ $T_A(36)$ と合わせて、基準局内で行うものとする。基準局では求めた時間における衛星(25)の絶対座標値 (x_e, y_e, z_e) を基準バースト(39)中の情報として、送出する。

即ち、ローカル局は毎フレーム送出するローカルバースト(40)(41)にのせて、最新の測定ラウンドトリップディレイ値を基準局に通知し、基準局は自局を含めた3局のラウンドトリップディレイ値を使用することで、衛星の座標値 (x_e, y_e, z_e) を求め、毎フレーム基準バースト(39)の情報としてローカル各局に通知することになる。上記の手順は最速の制御周期で実行されるものとする。この方法によれば、TDMA通信装置(3)が実装されているすべての局は、共通に、衛星の絶対座標 (x_e, y_e, z_e) (4)を知ることができる。各局は、この衛星座標 (x_e, y_e, z_e) (4)と予め判っている。

地球局の座標から、スタップ追尾装置(2)は通信衛星へ向けるアンテナ(1)の仰角、方位角にデータを変換するだけで良く、求めた角度情報を

アンテナ角度駆動装置に通知すれば良い。

この方法を用いた場合、衛星の位置座標(4)をTDMA信号の伝送速度に比例して精度で特定することができる。例えばすでに商用化されているインテルサット120Mbps TDMA装置の場合シンボルレートが80Mbaudであるので、 $1/80M = 12.5(ns)$ の精度即ち、距離に換算すれば、300mの精度で特定できることになり、従ってこの精度で衛星を追従することが可能となる。

また、上記実施例では衛星の絶対位置座標値 (x_e, y_e, z_e) をそのまま用いた処理を行った。実際にはローカル局におけるラウンドトリップディレイ値を計算した後、その値を用いて基準局で衛星位置座標を算出し、再びローカル局へ放送通知まで、最低0.5(秒)要することになる。この通知の間にも衛星は移動している訳であるから、絶対位置座標をローカル局が受信した時には、その0.5秒前の衛星位置を認識していることになる。そこで、この偏差を補正するために下記外挿式を用いれば、さらに精度の高い衛星位置を算定でき

ることになり、追尾精度を向上させることが可能となる。

$$\begin{cases} X = \frac{(T \cdot \Delta T) X_{t_n} - \Delta T \cdot X_{t_{n-1}}}{T} \\ Y = \frac{(T \cdot \Delta T) Y_{t_n} - \Delta T \cdot Y_{t_{n-1}}}{T} \\ Z = \frac{(T \cdot \Delta T) Z_{t_n} - \Delta T \cdot Z_{t_{n-1}}}{T} \end{cases}$$

ここで

T : 衛星位置測定実行周期($t_n - t_{n-1}$)

ΔT : ローカル局における実測から、その値を用いた衛星位置座標を基準局から受けとるまでの通知期間(約0.5秒)

$(X_{t_n}, Y_{t_n}, Z_{t_n})$: 時間 t_n における算出衛星座標

$(X_{t_{n-1}}, Y_{t_{n-1}}, Z_{t_{n-1}})$: 時間 t_{n-1} における算出衛星座標

(X, Y, Z) : 時間 $(t_n + \Delta T)$ における補正衛星位置座標

第4図は上記方法で求めた補正衛星位置座標を3次元座標上で概念的に表わした図である。

第4図において(51)は時間 t_{n-1} における衛星の算出座標、(52)は時間 t_n における衛星の算出座標、

(53)は時間 $(t_0 + \Delta T)$ における実際の衛星座標、
(54)は本方式による補正衛星座標を示す。

〔発明の効果〕

以上のように、この発明によればTOMA通信装置の送信フレーム同期手順で得るラウンドトリップディレイ値を使用して高精度に衛星の位置が特定できる。しかも、この方法によれば特別な追加ハードウェアを必要としない。即ち、TOMA装置と追尾機能装置を連絡するだけで高精度追尾方式を達成することが可能である。

4. 図面の簡単な説明

第1図はこの発明の一実施例によるTOMA通信A、B、C局と衛星の位置を空間座標の上に表わす図、第2図はA、B、C局と衛星上でのTOMAフレームタイミング図、第3図はこの発明の一実施例のTOMA通信局内の主な構成要素を示す図、第4図はこの発明の他の実施例を3次元座標上で表わした図、第5図は従来のステップ追尾方式による地球局の主な構成要素を示す図である。図中(1)はアンテナ、(2)はステップ追尾装置、

(3)はTOMA通信装置、(4)は衛星の位置座標通知信号、(21)、(22)、(23)はすでに送受信TOMAフレーム同期が確立しているA、B、C各局の座標位置、(25)は時間 t_0 における通信衛星の位置、(26)、(27)、(28)は時間 t_0 におけるA、B、C各局と衛星との距離、(31)は衛星上のTOMAフレームタイミング、(32)は基準局(A局)での送受TOMAフレームタイミング、(33)、(34)はすでに送受信同期確立しているローカルB、C局での送受TOMAフレームタイミング、(36)、(37)、(38)はA、B、C局の各々の自局送信バーストが衛星を経由して自局で受信するまでの時間量、(39)は基準局A局が送出する基準バースト、(40)、(41)はローカルB、C局が送信フレーム同期のために送信するローカルバースト、(51)は時間 t_0 における衛星の実際の座標、(52)は時間 t_0 における衛星の実際の座標、(53)は時間 $(t_0 + \Delta T)$ における実際の衛星座標、(54)は本方式による補正衛星座標である。なお、図中、同一符号は同一、又は相当部分を表す。

代理人 大 岩 増 雄

